

УДК 623.462.22

А. В. ЛОПУХОВ, А. А. БАБЧЕНОК

СПОСОБ ПОВЫШЕНИЯ ЭФФЕКТИВНОСТИ НАВЕДЕНИЯ БЕСПИЛОТНОГО ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА НА ВЫСОКОСКОРОСТНЫЕ И ВЫСОКОМАНЕВРЕННЫЕ ЦЕЛИ

Военная академия Республики Беларусь

Целью статьи является повышение эффективности применения беспилотного летательного аппарата (БЛА) при наведении его на высокоскоростные и высокоманевренные цели, за счет применения комбинированного способа создания управляющих сил и моментов, а также синтеза бортовой системы стабилизации БЛА, на основе многомерной нелинейной динамической модели.

Алгоритм комбинированного управления основан на сочетании аэродинамического и газодинамического способов создания сил и моментов. При этом учитываются режимы переключения с аэро- на газодинамическое управление, с учетом особенностей синтеза системы стабилизации на основе синергетической теории управления и процессов её динамики.

Проведено имитационное математическое моделирование БЛА с комбинированным способом управления и синтезированным регулятором. Синтез регулятора основан на введении в пространство состояний аттракторов, обеспечивающих формирование необходимых свойств БЛА. Синтезированный регулятор реализует требуемые технологические задачи и устойчивость летательного аппарата в процессе его наведения на цель.

Необходимость применения аэрогазодинамического способа управления и синтеза регулятора системы стабилизации обусловлена ростом тактико-технических характеристик средств воздушного нападения, что в конечном итоге позволит обеспечить высокую эффективность применения БЛА по высокоскоростным и высокоманевренным целям.

Ключевые слова: синтез регулятора, беспилотный летательный аппарат, управление, управляющие силы.

Введение

Научным коллективом одной из кафедр Таганрогского радиотехнического университета, возглавляемого профессором А. А. Колесниковым, в 1989–2011 гг. был разработан новый подход к аналитическому конструированию оптимальных регуляторов для нелинейных многомерных многосвязных систем высокой размерности. Данный подход отличается тем, что для аналитического конструирования используется не совокупность частных критериев качества, по каждому из которых синтезируемая система оптимальна в строго ограниченной области пространства состояний, а единый обобщенный оптимизирующий функционал [1], который может быть в той или иной мере только сходен с частным критерием качества в соответствующей нечетко определенной области пространства состояний. Указанный функционал может постепенно и без скачков

(асимптотически) приближаться к конкретному критерию качества, обеспечивая заданные характеристики переходных процессов в замкнутой системе, что позволяет синтезировать в замкнутой аналитической форме законы управления (регуляторы) объектов, описываемых нелинейными системами уравнений высокой размерности с учетом функциональных связей. Рассматриваемый подход, обладая значительной эвристической силой, имеет высокую степень адаптации к практическим инженерным задачам, позволяя разработчику на стадии проектирования системы осуществлять выбор оптимизирующего функционала с последующей коррекцией его структуры или параметров для получения желаемых динамических свойств (например, по результатам моделирования) замкнутой системы. Это связано с тем, что проблема многокритериальной оптимизации, как правило, не может быть реше-

на полностью формальными методами векторной оптимизации [1].

Постоянный рост тактико-технических характеристик средств воздушного нападения (значительное расширение диапазона высот, скоростей, дальностей и маневренных возможностей) требует синтезировать новые подходы к управлению беспилотными летательными аппаратами.

Наведение БЛА на средства воздушного нападения в большинстве своем зависят от маневренных свойств объекта управления. Комбинированный способ создания управляющих сил и моментов позволяет достичь свойства сверхманевренности БЛА, а также управлять на больших высотах, где аэродинамические органы управления (рули) являются малоэффективными.

Управление полётом БЛА, как и управление, любым другим сложным динамическим объектом, является сложно организованным и структурированным процессом. Полет объекта управления зависит от огромного количества разнообразных факторов [2]. Постановку задачи управления можно подразделить на следующие составляющие:

во-первых – задача наведения, которая определяет траекторию движения центра масс БЛА;

во-вторых – задача стабилизации или ориентации, которая определяет движения БЛА относительно центра масс.

Одним из подходов повышения эффективности наведения БЛА на высокоскоростные и высокоманевренные цели является применение синергетической теории управления (СТУ) [1]. Применение рассматриваемой теории совместно с комбинированным способом создания управляющих сил и моментов позволяет проводить синтез для стационарных нелинейных моделей, что обеспечит требуемую эффективность наведения БЛА.

Основная часть

Синергетический эффект (повышение эффективности деятельности в результате интеграции) будет достигаться посредством применения аэрогазодинамического (комбинированного) способа создания сил и моментов, а также синтеза регулятора для бортовой системы стабилизации БЛА на основе полной нелиней-

ной математической модели пространственного движения объекта управления.

Большинство БЛА используют классический аэродинамический способ создания управляющих сил и моментов [3]. Однако управление БЛА на начальном и конечном участке с помощью аэродинамических рулей является трудным и малоэффективным, что в результате сказывается на эффективности его наведения (использование аэродинамического способа эффективно только на средних высотах и дальностях).

Для обеспечения эффективного наведения на высокоскоростные и высокоманевренные цели необходимо использовать комбинированный (аэрогазодинамический) способ создания управляющих сил и моментов. Максимальная точность наведения на конечном участке «БЛА-цель» достигается посредством применения комбинированного способа создания управляющих сил и моментов (свойств сверхманевренности), когда время реакции БЛА или время выхода на требуемую перегрузку минимальны, а уровень поперечных перегрузок на больших высотах выше, чем с использованием аэродинамического способа управления.

Бортовая система стабилизации, построенная по принципам комбинированного способа создания управляющих сил и моментов, основывается на применении как аэродинамического, так и газодинамического канала. Структурная схема системы стабилизации представлена на рис. 1, и включает в свой состав обратные связи по ускорению с коэффициентами усиления, датчик угловых скоростей (ДУС) и датчик линейный ускорений (ДЛУ), коэффициенты угловой скорости и необходимые передаточные функции. Схема «утка» используется при аэродинамической компоновке БЛА [2].

Способ комбинированного управления основывается на включении двигателя, который ориентируется на резкое изменение положения центра масс цели. Управляющим параметром является момент включения и время действия импульсной двигательной установки. Реализация комбинированного способа осуществляется путем создания порогового устройства, представленного на рис. 2, который выполняет функцию включения (переключения) аэро- или газодинамического канала [3].

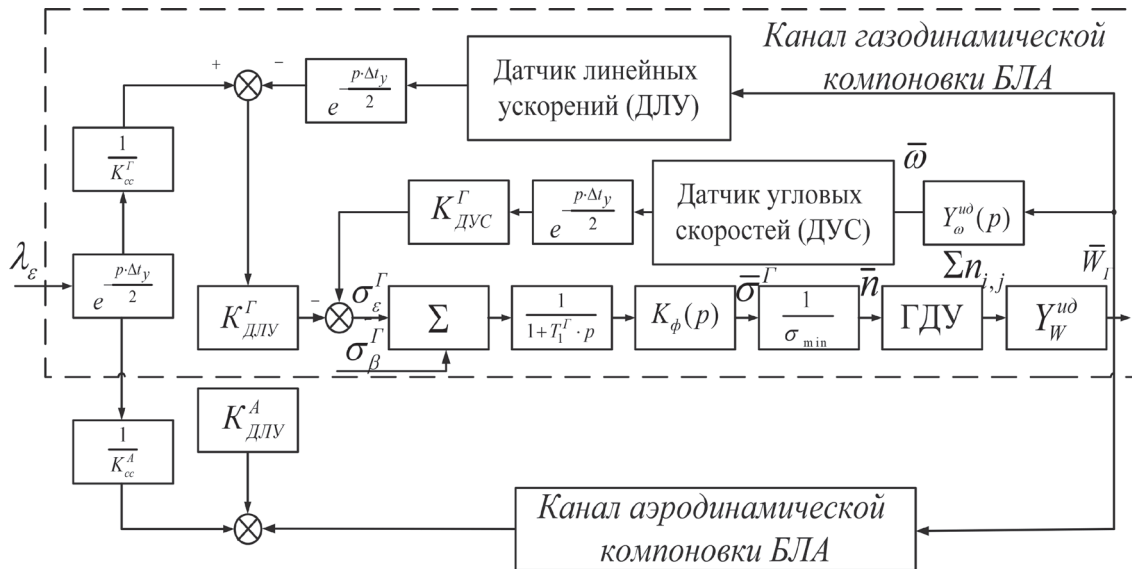


Рис. 1. Структурная схема аэрогазодинамического способа создания управляющих сил и моментов

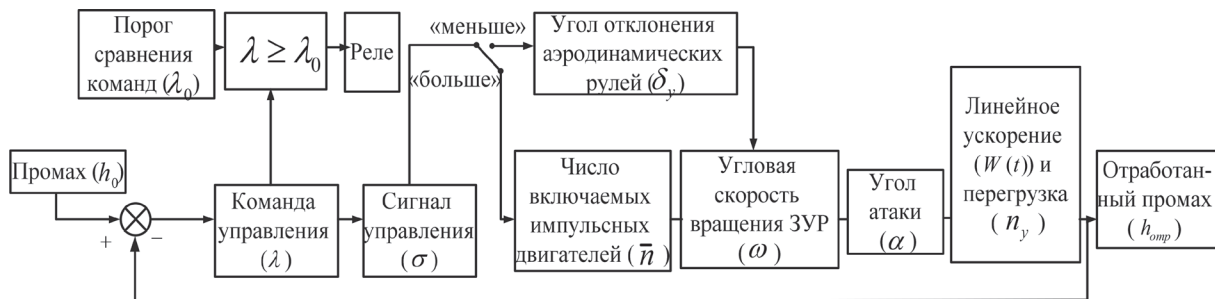


Рис. 2. Двухканальная система комбинированного управления БЛА (режимный переключатель) и принцип её работы

Режимный переключатель работает по двум принципам: если порог превышает («больше») – включается газодинамический канал, если «меньше» – включается аэродинамический канал. Включение импульсного двигателя производится в определенный момент, когда угловая скорость визирования достигнет критического или порогового значения [3]. Для устранения ошибки, обусловленной начальными условиями, необходимо сформировать требуемую перегрузку за минимальный промежуток времени. Также стоит отметить, что на этапе поддержания необходимого угла атаки работает аэродинамический канал.

БЛА с комбинированным способом управления достигает свойств сверхманевренности на «финишной» фазе перехвата и способна обеспечить минимальную ошибку наведения, что приводит к повышению вероятности точного наведения на цель, тем самым обеспечивается решение первой задачи – наведение, которая предназначена для определения траекторий движения центра масс БЛА.

Синтез алгоритма управления газодинамического устройства

Математическое представление суммарного вектора сигнала управления:

$$\bar{\sigma} = \bar{\sigma}_\varepsilon^\Gamma + \bar{\sigma}_\beta^\Gamma \quad (1)$$

При этом сигналы управления равны:

$$\sigma_\varepsilon^\Gamma = \left(\frac{\lambda_\varepsilon}{K_{\text{ст}}^\Gamma} + \sigma_{\text{длу}}^\Gamma \right) K_{\text{длу}}^\Gamma + K_{\text{дус}}^\Gamma \sigma_{\text{дус}}^\Gamma,$$

$$\sigma_\beta^\Gamma = \left(\frac{\lambda_\beta}{K_{\text{ст}}^\Gamma} + \sigma_{\text{длу}}^\Gamma \right) K_{\text{длу}}^\Gamma + K_{\text{дус}}^\Gamma \sigma_{\text{дус}}^\Gamma,$$

где $\sigma_{\text{длу}}^\Gamma$, $\sigma_{\text{дус}}^\Gamma$ – сигналы цепей обратных связей по датчику линейного ускорения и датчику угловой скорости, соответственно.

Минимальный сигнал управления газодинамического устройства (ГДУ) имеет вид:

$$\sigma_{\text{min}} = |a_{3\text{газ}}| \tau_{\text{ед}} K_{\text{дус}}^\Gamma + \dot{\omega}_a L_{\text{гду}} K_{\text{длу}}^\Gamma, \quad (2)$$

где $a_{3\text{газ}} = \frac{P_1(\bar{x}_m - \bar{x}_{\text{газ}})L}{I_{z1}}$ – динамический коэффициент эффективности ГДУ; P_1 – сила,

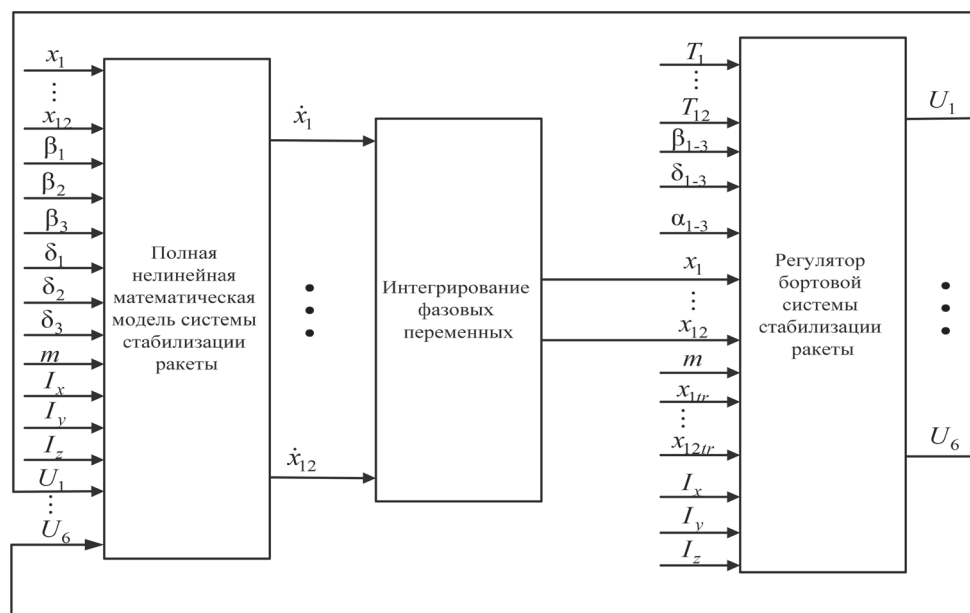


Рис. 3. Структура моделирования БЛА в пакете прикладных программ «Matlab»

создаваемая одним импульсным двигателем; $\bar{x}_M, \bar{x}_{ГДУ}$ – координаты центра масс и ГДУ, соответственно; L – длина летательного аппарата; I_{z1} – момент инерции по соответствующей оси связанной системе координат [3]; $\dot{\omega}_a$ – угловое ускорение (аэродинамическая сила); $L_{ГДУ}$ – координата установки датчика линейного ускорения; $\tau_{ед}$ – время работы единичного импульсного двигателя.

Количество импульсных двигателей определяются выражениями:

$$n_{\beta} = \frac{|\sigma_{\beta}^r|}{\sigma_{\min}}; n_{\varepsilon} = \frac{|\sigma_{\varepsilon}^r|}{\sigma_{\min}}; n_{1\Sigma} = n_{2\Sigma} = \sqrt{n_{\varepsilon}^2 + n_{\beta}^2}. \quad (3)$$

Управляющие силы с учетом (3) определяются как

$$F_{1\Sigma} = n_{1\Sigma} P_1 = \sqrt{n_{\varepsilon}^2 + n_{\beta}^2}, F_{2\Sigma} = n_{2\Sigma} P_1 = \sqrt{n_{\varepsilon}^2 + n_{\beta}^2}. \quad (4)$$

Математическая модель, представленная в виде структурной схемы на рис. 1 и расчеты управляющих и реактивных сил (1)–(4) обеспечивают работоспособность управления ГДУ и реализуется в виде программного обеспечения. Достоинствами использования ГДУ, являются:

высокая эффективность перегрузки при малых относительных аэродинамических скоростях;

слабая зависимость такой перегрузки от внешнего давления и скоростного напора;

независимость создания перегрузки от достоинств и недостатков аэродинамической схемы.

Недостатки ГДУ: более высокая сложность газодинамических систем управления; принципиально меньшая надежность и ограниченность ресурса управления.

Второй задачей является стабилизация БЛА в пространстве или его ориентация.

Синтез регулятора системы стабилизации БЛА основывается на математической модели пространственного движения с учетом динамики полета и влияния внешних и внутренних возмущающих факторов [3–5]. Структура модели представлена на рис. 3 [6]. Полная нелинейная математическая модель БЛА, включающая кинематические и динамические уравнения представлена в [4].

Синтез регулятора методом аналитического конструирования агрегированных регуляторов (АКАР) основывается на введении последовательности инвариантных многообразий (ИМ), которые выступают в роли линии или точки (кинематическая траектория), путем оптимизации которых можно добиться желаемого поведения динамической системы, исходя из поставленных целей управления.

Задача синтеза – обеспечение требуемых динамических свойств замкнутой системы управления летательного аппарата, синтезируя при этом вектор управления, который обеспечит перевод объекта управления на некоторые ИМ, а затем непосредственно на аттрактор, т. е. цель.

Управление БЛА в СТУ представляет собой целенаправленный процесс редуцирова-

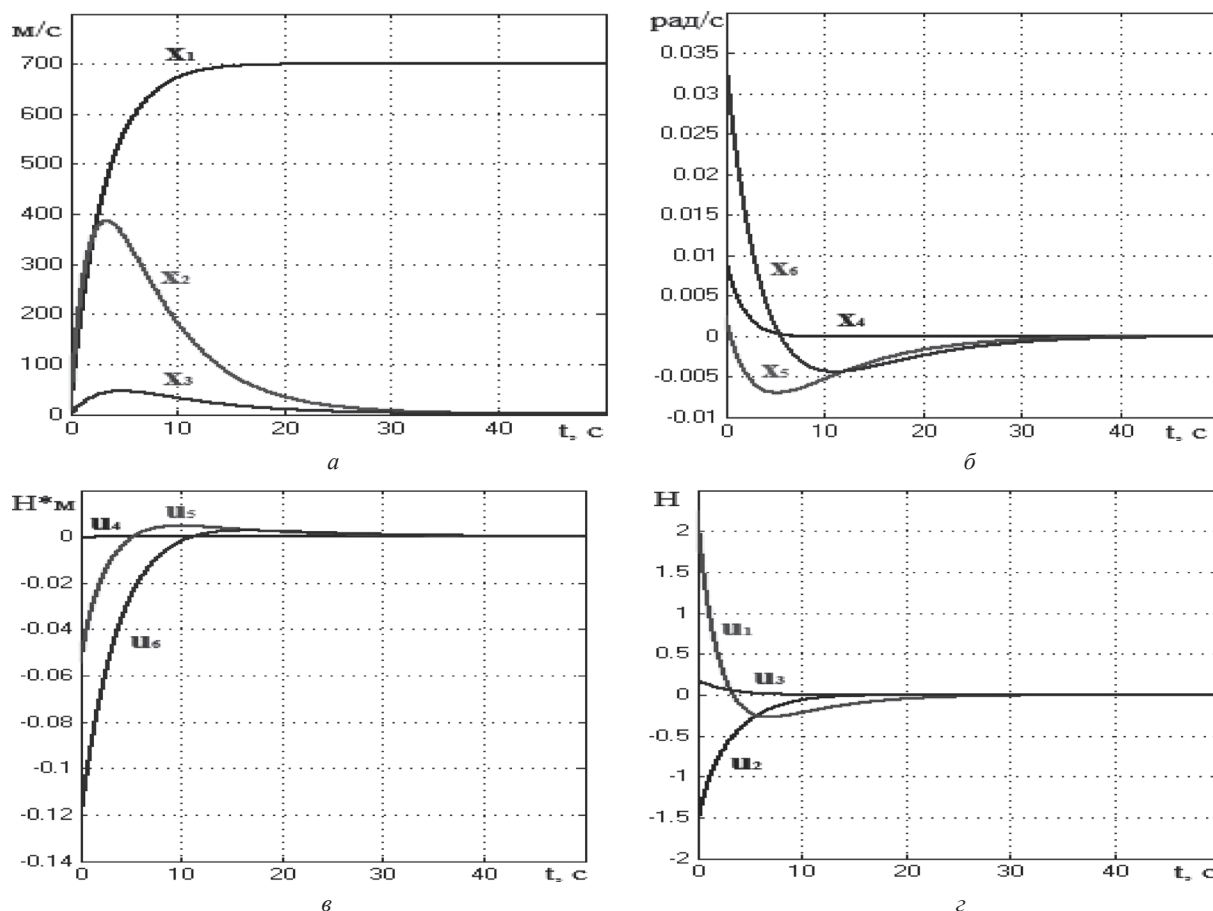


Рис. 4. Результаты моделирования регулятора бортовой системы стабилизации БЛА на основе СТУ: а – проекции вектора линейной скорости: продольной, вертикальной и боковой оси; б – проекции вектора угловой скорости: продольной, вертикальной и боковой оси; в, г – переходные процессы относительно внешних управлений

ния «избыточных» степеней свободы. Избыточными считаются те, которые, не предназначены для обеспечения заданных целей управления. В конце синтеза остаются только те степени свободы, которые определяют технологическую задачу управления БЛА.

$$J = \int_0^{\infty} \left(\sum_{s=1}^m [T_s^2 \dot{\Psi}_s^2(t) + \Psi_s^2(t)] \right) dt, \quad (5)$$

Критерий качества определяется исходя из цели функционирования БЛА:

где T_s – постоянные времени, которые влияют на качество динамики процессов в замкнутой системе «объект-автопилот»; Ψ_s – инвариантные многообразия.

На рис. 4 представлены графики изменения фазовых координат и сигналов управления, полученных в результате моделирования синтезированной системы.

Для оценки адекватности предложенного синтеза регулятора для бортовой системы стабилизации БЛА, было проведено моделирование

в пакете прикладных программ «Matlab» при следующих исходных данных синтезируемого регулятора (постоянных времени): $T_{1,2} = 4$ с, $T_3 = 3,5$ с, $T_4 = 2$ с, $T_{5,6} = 8$ с, $T_7 = 1$ с, $T_8 = 4$ с, $T_9 = 1,5$ с, $T_{10} = 4$ с, $T_{11} = 1$ с, $T_{12} = 3$ с.

На рис. 4, а проекция вектора линейной скорости (продольной) достигает желаемых значений [4] за минимальный промежуток времени, так как вертикальные и боковые оси с течением небольшого промежутка времени стремятся и достигает нулевой отметки.

На рис. 4, б проекции вектора угловых скоростей (продольной, вертикальной и боковой, соответственно) в полной мере описывают ориентацию БЛА в пространстве относительно центра масс, затухают и к 20 секунде достигают нуля и движется вдоль нее.

На рис. 4, в, г внешние управления, представленные в первых шести уравнениях полной нелинейной математической модели пространственного движения БЛА [2], заканчива-

ют свое действие при достижении необходимых величин и точно таким же образом стремятся к нулю, и движутся вдоль него.

Заключение

Полученные результаты позволяют утверждать, что за минимальный промежуток времени фазовые переменные достигают необходимых нам динамических характеристик БЛА, при этом обеспечивается:

- максимальный учет их свойств;
- система управления БЛА рассматривается без разбиения его на отдельные контуры управления;

инвариантность к внешним и внутренним возмущающим факторам;

требуемые перегрузки за минимальный промежуток времени и грубость к переходным процессам.

Рассмотренный выше метод синтеза отражает перспективность его использования. Аналитический синтез системы стабилизации БЛА с комбинированным способом создания управляющих сил и моментов, основанный на применении импульсной двигательной установки в газодинамическом канале (работающий в дискретном режиме [3]), показал работоспособность и актуальность его применения.

ЛИТЕРАТУРА

1. Колесников, А. А. Синергетическая теория управления. Инварианты, оптимизация, синтез / А. А. Колесников. – М.: Энергоатомиздат; Таганрог: Изд-во ТРТУ, 1994. – 344 с.
2. Кун, А. А. Основы построения систем управления ракетами / А. А. Кун, В. Ф. Лукьянов, С. А. Шабан. – М.: Изд. академии, 2016. – 232 с.
3. Проектирование зенитных управляемых ракет / И. С. Голубев [и др.]; под общ. ред. И. С. Голубева – М.: Издательство МАИ, 1999. – 728 с.
4. Колесников, А. А. Синергетические методы управления сложными системами: теория системного синтеза / А. А. Колесников. – М.: Едиториал УРСС, 2005. – 229 с.
5. Petkov, P. Hr. Robust Control Design with MATLAB / P. Hr. Petkov. – Barcelona, 2002. – 238 p.
6. Лопухов, А. В. Методика синтеза регулятора методом аналитического конструирования агрегированных регуляторов для бортовой системы стабилизации зенитной управляемой ракеты / А. В. Лопухов, О. В. Сидорович // Сб. науч. статей Воен. акад. Респ. Беларусь. – 2019. – № 37. – С. 58–65.

REFERENCES

1. Kolesnikov, A. A. Synergetic control theory. Invariants, optimization, synthesis / A. A. Kolesnikov. – M.: Energoatomizdat; Taganrog: Publishing house of TRTU, 1994. 344 p.
2. Kuhn, A. A. Fundamentals of building rocket control systems / A. A. Kuhn, V. F. Lukyanov, S. A. Shaban. – M.: Publishing House. Academy, 2016. 232 p.
3. Designing anti-aircraft guided missiles / I. S. Golubeva [et al.]; under the general. ed. I. S. Golubeva – M.: Publisher MAI, 1999. – 728 p.
4. Kolesnikov, A. A. Synergetic management methods for complex systems: theory of system synthesis / A. A. Kolesnikov. – M.: URSS editorial, 2005. 229 p.
5. Petkov, P. Hr. Robust Control Design with MATLAB / P. Hr. Petkov. – Barcelona, 2002. – 238 p.
6. Lopukhov, A. V. Regulator synthesis technique by the method of analytical design of aggregated regulators for an onboard stabilization system of an anti-aircraft guided missile / A. V. Lopukhov, O. V. Sidorovich // Sat. scientific Articles Military. Acad. Rep. Belarus. – 2019. – No. 37. – S. 58–65.

Поступила
19.01.2020

После доработки
10.02.2020

Принята к печати
01.03.2020

LOPUHOV A. V., BABCHENOK A. A.

METHOD FOR INCREASING THE EFFICIENCY OF GUIDANCE OF AN UNMANNED AERIAL VEHICLE AT HIGH SPEED AND HIGHLY MANEUVERABLE TARGETS

Military academy of the Republic of Belarus

The purpose of the article is to increase the efficiency of the use of an unmanned aerial vehicle (UAV), when pointing it at high-speed and highly maneuverable targets, through the use of a combined method of creating control forces and moments, as well as the synthesis of an onboard stabilization system (UAV), based on a multidimensional nonlinear dynamic model.

The combined control algorithm is based on a combination of aerodynamic and gas-dynamic methods of creating forces and moments. In this case, switching modes from aerodynamic to gas-dynamic control are taken into account, including the features of the synthesis of the stabilization system on the bases of the synergetic control theory and the processes of its dynamics.

Simulated mathematical modeling of UAVs with a combined control method and a synthesized controller was carried out. The synthesis of the onboard stabilization system controller is based on the introduction of attractor states into the space, which ensure the formation of the necessary UAV properties. The synthesized controller implements the required technological tasks and the stability of the aircraft.

The need to use the aerodynamic control method and synthesis of the stabilization system regulator is due to the growth of the tactical and technical characteristics of aerospace attack facilities, which will ensure high efficiency of UAV application for high-speed and highly maneuverable targets.

Keywords: controller synthesis, unmanned aerial vehicle, control, control forces.



Лопухов Андрей Викторович, магистр технических наук учреждения образования «Военная академия Республики Беларусь».

Lopuhov Andrey Victorovich, master of technical sciences educational establishment «Military academy of the Republic of Belarus».

E-mail: lopuhov.2017@mail.ru



Бабченок Александр Александрович, магистр технических наук учреждения образования «Военная академия Республики Беларусь».

Babchenok Aleksandr Aleksandrovich, master of technical educational establishment «Military academy of the Republic of Belarus».

E-mail: babcheynok.alex@gmail.com